

УДК 536.46

МОДИФИЦИРОВАННАЯ КРИВАЯ ВЫГОРАНИЯ ДЛЯ МОДЕЛЬНЫХ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ, ИНТЕГРИРОВАННЫХ С ВОЗДУХОЗАБОРНЫМ УСТРОЙСТВОМ

В. Ю. Александров, Н. В. Кукшинов

Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова, 111116 Москва
kukshinov@ciam.ru

На основании данных высотных испытаний моделей высокоскоростных камер сгорания, интегрированных с воздухозаборным устройством, модифицирована методика определения кривой выгорания топливной смеси, предложенная Ю. М. Аннушкиным. Полученная кривая выгорания углеводородовоздушной топливной смеси может быть применена при проектировании высокоскоростных камер сгорания.

Ключевые слова: кривая выгорания, полнота сгорания, высокоскоростная камера сгорания.

DOI 10.15372/FGV20160304

ВВЕДЕНИЕ

При проектировании камер сгорания высокоскоростных прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ВРД) проводится оценка тягово-экономических характеристик двигателя и теплового состояния конструкции по одномерным инженерным методикам и по трехмерным математическим моделям высокого уровня. Преимущества трехмерного численного моделирования очевидны, однако его главные недостатки — это большая трудоемкость подготовки расчета и огромные временные затраты, которые неприемлемы на этапе проектирования. Для определения оптимальной конфигурации проточного тракта необходимо рассмотреть множество различных вариантов, что возможно только при применении одномерных методик. Для реализации одномерной методики расчета распределения термодинамических параметров по тракту, основанной на уравнениях сохранения массы, импульса и энергии, необходимо знать закономерности выгорания топливной смеси для замыкания уравнений. Такие одномерные методики описаны в работах [1–6], их реализация применительно к камерам сгорания (КС) прямооточных ВРД показана, например, в работах [7, 8].

Определять полноту сгорания по имеющимся экспериментальным данным можно разными методами: 1) химическим анализом проб газов в выходном сечении [9, 10];

2) фотометрированием факела [11]; 3) по результатам замера силы тяги двигателя на стенке [9, 12]; 4) газодинамическими методами по распределению давления [13].

Каждый из этих методов имеет свои достоинства и недостатки. Достоинство первого метода заключается в точном определении состава компонентов, по которому можно установить полноту сгорания. Например, в случае углеводородных горючих это можно сделать по убыванию концентрации кислорода или, наоборот, по увеличению концентрации углекислого газа. Основной недостаток метода — большая техническая сложность измерения и интерпретации измеренных величин. Второй метод удобен визуализацией факела и позволяет получить распределение полноты сгорания по тракту, однако необходимость использования специальных стекол существенно усложняет конструкцию, а в случае многоканальной камеры этот метод вообще неприменим. Достоинство третьего метода заключается в относительной простоте и учете всех факторов, влияющих на полноту сгорания, недостаток — в отсутствии информации о проходящих внутрикамерных процессах. Кроме того, третий метод использует один из главных целевых и функциональных параметров любого ВРД, а именно — силу тяги. Четвертый метод, так же как второй, позволяет получить распределение полноты сгорания по тракту, в то время как первый и третий дают только значения на выходе. Существенный недостаток четвертого ме-

тогда в том, что может возникать большая погрешность при расчете полноты сгорания фактически по одному параметру (давлению) при сложной газодинамической структуре течения в КС, в которой могут иметь место большие отрывные зоны и система взаимодействующих скачков уплотнения.

Вопросы обобщения экспериментальных данных полноты сгорания по длине КС и существования универсальной зависимости, которая может использоваться при проектировании прямооточных КС, отражены в работах [2, 3]. В работе [2] определены основные факторы, влияющие на эффективность рабочего процесса с использованием водорода в качестве горючего, однако полученная в [2] зависимость не может напрямую применяться для других горючих, на что указывает сам автор, и в ней не учитывается влияние давления в КС на процессы выгорания при изменении коэффициента избытка воздуха. Кроме того, при использовании жидкого топлива рабочий процесс существенно усложняется за счет процессов распыления и испарения в двухфазной смеси. Однако при мелкодисперсном распылении и высоких температурах воздушного потока капли быстро испаряются и в основу анализа горения может быть положена модель квазигазового диффузионного факела. Таким образом, для модельных КС, работающих на углеводородо-воздушной смеси, зависимость, полученная в [2], должна быть модифицирована и уточнена.

МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ КРИВОЙ ВЫГОРАНИЯ

В качестве метода определения интегральной полноты сгорания выбран метод, предложенный в работе [12]. Интегральная полнота сгорания определяется путем сравнения расчетной тяги модели с измеренной в эксперименте. Основной измеряемой величиной, на определении которой базируется данный метод, является разность тяг, замеренных датчиками силы в режимах работы двигателя с подачей топлива (с горением топливной смеси) и без подачи топлива (холодная продувка модели с потоком). Эксперименты проводились в ЦИАМ им. П. И. Баранова на сверхзвуковом наземном стенде с высотными условиями. Модели высокоскоростных КС, интегрированных с воздухозаборным устройством (ВЗУ), обдувались сверхзвуковой высокоэнтальпийной струей, по-

ступающей через сопло из огневого подогревателя стенда с кислородной компенсацией. Во всех экспериментах в качестве горючего использовались углеводородные топлива в различных фазовых состояниях при нормальной температуре. Параметры набегающего потока изменялись в некотором диапазоне полного давления таким образом, чтобы давление в КС варьировалось в диапазоне $p \approx 1 \div 5$ бар, при этом температура торможения в КС принимает такие значения, при которых происходит надежное самовоспламенение топлива.

На рис. 1 показана схема установки модели высокоскоростного ВРД на стенде. Проточный тракт и система подачи топлива устанавливаются на динамометрическую платформу, которая, в свою очередь, крепится посредством гибких лент сжатия на термокомпенсационной платформе, жестко связанной со стендом. Проточный тракт условно разделен на ВЗУ, изолятор, КС и реактивное сопло (РС). Сила тяги двигателя в направлении оси стенда передается от модели через динамометрическую платформу на датчики силы. При обдуве модели свободной струей рабочего газа, поступающего из огневого подогревателя стенда через сопло, в тракте КС ВРД происходит сгорание топлива с некоторой полнотой η , после чего продукты сгорания истекают через критическое сечение

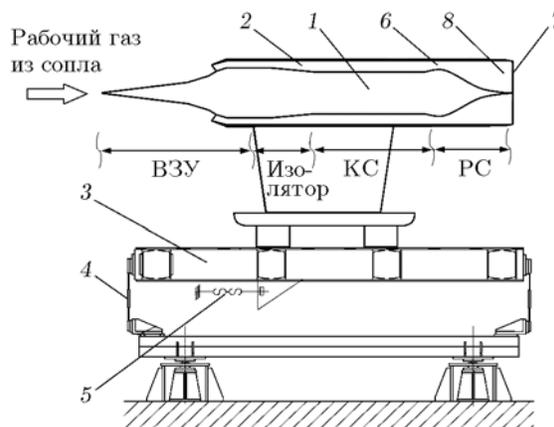


Рис. 1. Схема установки модели высокоскоростного ВРД на динамометрическую платформу наземного стенда:

1 — ВРД, 2 — проточный тракт двигателя и место подачи топлива, 3 — динамометрическая платформа, 4 — гибкие ленты сжатия, 5 — датчики силы, 6 — критическое сечение тракта двигателя, 7 — выходное сечение сопла двигателя, 8 — сопло двигателя

и сопло, создавая тягу двигателя. При испытаниях сначала проводится продувка модели без подачи топлива в КС (холодный режим), потом — с подачей топлива в КС (горячий режим). При этом параметры потока на входе в ВЗУ не меняются, а течение в реактивном сопле двигателя в высотных условиях является безотрывным в обоих режимах. Таким образом, меняется только внутренняя структура потока.

Зависимость полноты сгорания квазигазовой топливной смеси от координаты может быть определена по зависимости, предложенной Ю. М. Аннушкиным [2]:

$$\eta = 1 - \exp(-0.13(Z + 1)), \quad (1)$$

$$Z = \frac{XY}{\sqrt{L}}, \quad \bar{L} = \frac{L}{L_0}, \quad L_0 = 14.8,$$

$$X = x \frac{\sqrt{\pi N/4F_0}}{\sqrt{F_X}}, \quad \bar{F}_X = \frac{F_X}{F_0},$$

$$F_X = \frac{1}{x} \int_0^x F(x) dx, \quad Y = \left(\frac{\alpha^i}{\alpha^*} \right)^j \sqrt{\frac{\alpha}{\alpha^*}}, \quad \alpha^* = 2.5,$$

$$j = 0 \text{ при } \alpha = \alpha^*, \quad j = 1 \text{ при } \alpha < \alpha^*,$$

$$i = 1 \text{ при } 1 < \alpha < \alpha^*, \quad i = -1 \text{ при } \alpha < 1,$$

где Z — приведенная эквивалентная длина канала, \bar{L} — относительный стехиометрический коэффициент, X — эквивалентная длина канала, Y — теоретическая функция, обратная изменению длины пламени в диапазоне режимов работы $\alpha = 0 \div \infty$, α — коэффициент избытка воздуха, \bar{F}_X — относительная площадь канала, N — число отверстий (инжекторов) в топливном коллекторе (в решетке пилонов), F_0 — площадь входа в КС, x — физическая длина, i, j — показатели степени, принимающие различные значения в зависимости от α . Стехиометрический коэффициент L_0 соответствует конкретному углеводородному топливу.

Использование данной методики напрямую для углеводородовоздушных смесей дает результаты, не согласующиеся с экспериментами. На рис. 2 приведена зависимость интегральной полноты сгорания η , определяемой по формуле (1), от коэффициента избытка воздуха α . Здесь и далее каждый представленный набор экспериментальных данных соответствует

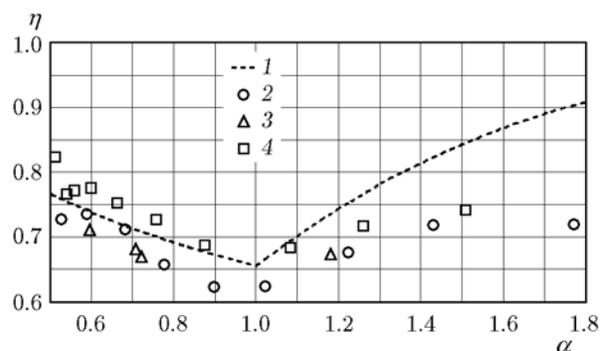


Рис. 2. Зависимость полноты выгорания от коэффициента избытка воздуха:

1 — кривая, построенная по методу Аннушкина, 2–4 — экспериментальные данные, полученные для трех моделей высокоскоростных КС различных конфигураций

одной модели высокоскоростной КС, исследуемой в широком диапазоне значений α . В данной работе рассмотрены три модели КС различной конфигурации. Видно, что зависимость Аннушкина (1) довольно точно описывает результаты экспериментов в случае богатых топливных смесей, однако в области $\alpha > 1$ расхождение существенное. Это связано с тем, что зависимость Аннушкина не учитывает различие давлений в КС при изменении α . Рост давления в КС приводит к увеличению массы горячего, «забрасываемого» вверх по потоку через отрывные зоны псевдоскачка [1], что, в свою очередь, ведет к изменению полноты сгорания в сечении топливоподачи. Это может быть учтено введением переменного коэффициента k , зависящего от α . Тогда зависимость Аннушкина (1) примет вид

$$\eta = 1 - \exp(k(Z + 1)). \quad (2)$$

Коэффициент k , который в зависимости (1) имеет постоянное значение $k = -0.13$, определяет полноту сгорания в сечении топливоподачи. Очевидно, что при постоянном k полнота сгорания для каждой конкретной конфигурации проточного тракта не меняется и от давления в КС, а следовательно, и от α не зависит. Это приводит к отклонению кривой выгорания Аннушкина от полученных экспериментальных значений в области $\alpha > 1$, где коэффициент k в (2) должен изменяться в зависимости от давления в КС. При уменьшении α и повышении давления в КС головная часть псевдоскачка смещается вверх по потоку в изолятор, создавая благоприятные условия для за-

броса топливозвоздушной смеси в область перед форсунками топливоподачи и обеспечивая там сгорание части топлива. При увеличении α происходит обратный процесс.

На рис. 3 показана зависимость давления в КС $P_{КС}$, отнесенного к полному давлению набегающего потока, от коэффициента избытка воздуха. Максимум наблюдается в окрестности $\alpha = 0.8$. На рис. 4 приведена зависимость коэффициента k из формулы (2) от α , представлены четыре набора экспериментальных

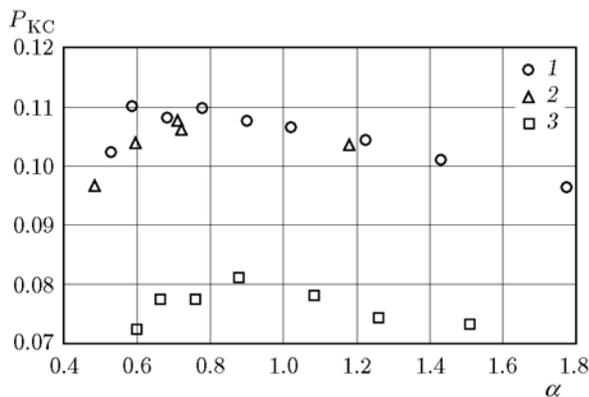


Рис. 3. Зависимость относительного давления в КС от коэффициента избытка воздуха:

1–3 — экспериментальные данные, полученные для трех моделей высокоскоростных КС различных конфигураций

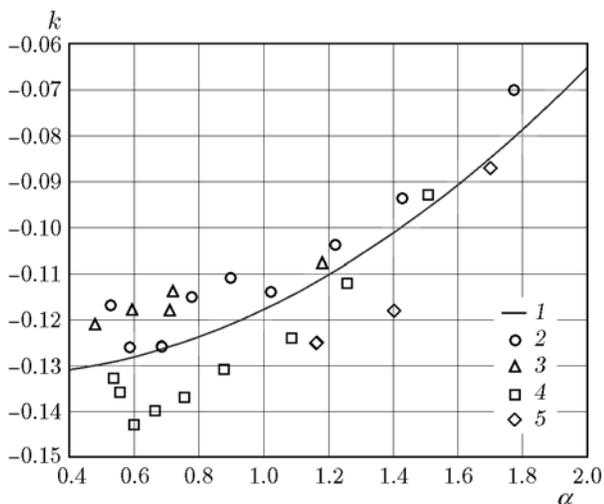


Рис. 4. Зависимость коэффициента k от коэффициента избытка воздуха:

1 — обобщающая зависимость $k(\alpha)$, 2–5 — экспериментальные данные, полученные для трех моделей высокоскоростных КС различных конфигураций при разных режимах работы

ных данных для трех моделей. Значение k для каждого эксперимента подбирали таким образом, чтобы полнота сгорания, определенная по формуле (2), имела наименьшее квадратичное отклонение от полноты, установленной по результатам эксперимента. Для аппроксимации полученных данных в качестве обобщенной зависимости выбран полином второй степени, коэффициенты которого найдены по наименьшему суммарному квадратичному отклонению от экспериментальных точек. Полученная зависимость имеет следующий вид:

$$k(\alpha) = 0.019\alpha^2 - 0.005\alpha - 0.132. \quad (3)$$

Как видно из рис. 4, зависимость (3) можно применять для оценочных расчетов в пределах $\alpha = 0.4 \div 1.8$.

Таким образом, используя зависимость (3) для переменного коэффициента k вместо постоянного значения $k = -0.13$, можно строить прогностическую кривую выгорания по зависимости (2) для высокоскоростных КС, работающих на углеводородовоздушных смесях, в квазигазовом приближении.

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРИМЕНЕНИЯ МОДИФИЦИРОВАННОЙ КРИВОЙ ВЫГОРАНИЯ

На рис. 5 приведены зависимости полноты сгорания η от относительной координаты X_1 для проточного тракта известной конфигурации при различных значениях α . Видно, что в отличие от кривой, построенной по зависимости (1), кривая, полученная по модифициро-

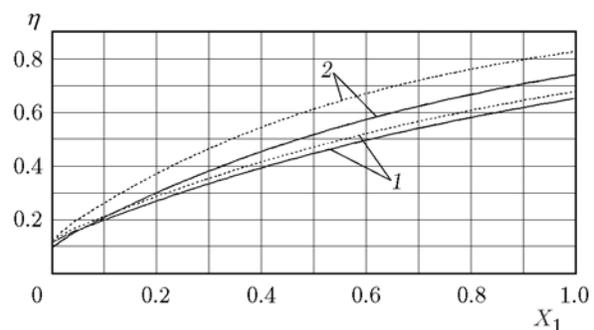


Рис. 5. Зависимость полноты выгорания от относительной координаты:

$X_1 = 0$ — координата сечения топливоподачи, $X_1 = 1$ — координата сечения выхода КС; пунктирные линии — зависимость (1), сплошные — зависимость (2) с использованием (3); 1 — $\alpha = 0.9$, 2 — $\alpha = 1.4$

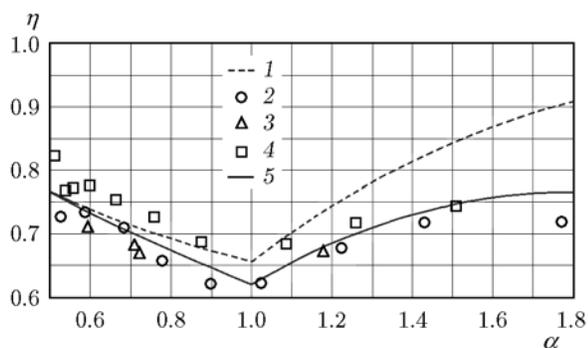


Рис. 6. Зависимость полноты выгорания от коэффициента избытка воздуха:

1 — кривая, построенная по методу Аннушкина (1), 2 — модифицированная кривая выгорания (2), 3–5 — экспериментальные данные

ванной зависимости (2) с переменным коэффициентом (3), учитывает влияние α на полноту сгорания в сечении топливоподачи $X_1 = 0$. При этом отклонение от кривой Аннушкина увеличивается по мере роста α .

На рис. 6 приведены зависимости интегральной полноты сгорания η , определенные по (1) и (2). Видно, что учет этой зависимости в сечении топливоподачи позволяет лучше описать имеющиеся экспериментальные данные, особенно в области $\alpha > 1$.

ВЫВОДЫ

Методика определения зависимости полноты сгорания топливной смеси, предложенная в работе [2], может быть использована при проектировании проточных трактов для водородовоздушной топливной смеси, однако для учета давления в камере сгорания и в случае использования горючего с другим стехиометрическим коэффициентом она должна быть модифицирована. Экспериментальные данные, полученные при испытании моделей высокоскоростных прямооточных ВРД, обработанные с помощью методики [12], позволили модифицировать и уточнить зависимость полноты сгорания от давления в камере сгорания, а следовательно, и от коэффициента избытка воздуха. Модифицированная кривая выгорания может использоваться при проектировании модельных камер сгорания, интегрированных с воздухозаборником, которые работают на водородном и углеводородном топливах при давлении в них $p \approx 1 \div 5$ бар и при температурах, обеспечивающих самовоспламенение топлива.

ЛИТЕРАТУРА

1. Щетинков Е. С. О кусочно-одномерных моделях сверхзвукового горения и псевдоскачка в канале // Физика горения и взрыва. — 1973. — Т. 9, № 4. — С. 473–483.
2. Аннушкин Ю. М. Основные закономерности выгорания турбулентных струй водорода в воздушных каналах // Физика горения и взрыва. — 1981. — Т. 17, № 4. — С. 59–71.
3. Аннушкин Ю. М., Дружинин Н. Н., Сокунов В. А. К теории оптимального ракетно-прямоточного двигателя с дожиганием топлива в воздушной камере // Ф. А. Цандер и современная космонавтика. — М.: Наука, 1976. — С. 80–86.
4. Курзинер Р. И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. — М.: Машиностроение, 1989.
5. Алемасов В. Е., Дрегаллин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1989.
6. Зуев В. С., Макарон В. С. Теория прямооточных и ракетно-прямоточных двигателей. — М.: Машиностроение, 1971.
7. Крайко А. Н., Макаров В. Е. Одномерная математическая модель камеры сгорания водородовоздушного гиперзвукового прямооточного реактивного двигателя // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. — 1997. — № 1. — С. 146–154.
8. Баев В. К., Головичев В. И., Третьяков П. К. и др. Горение в сверхзвуковом потоке. — Новосибирск: Наука, 1984.
9. Contensou P., Marguet R., Huet C. Etude theoretique et experimental d'un statoreacteur a combustion mixte // ICAS Paper N 72-24. — 1972.
10. Mestre A., Viand L. Supersonic flow chemical processes and radiative transfer. — Oxford, 1964.
11. Баев В. К., Ясаков В. А. Экспериментальное исследование горения осесимметричной струи водорода в канале постоянного сечения // Физика горения и взрыва. — 1975. — Т. 11, № 5. — С. 687–693.
12. Пат. РФ 2495270 С1. Способ определения полноты сгорания топливной смеси в камере сгорания сверхзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя / Александров В. Ю., Климовский К. К., Прохоров А. Н. — Оpubл. 10.10.2013. Бюл. № 28.
13. Орлик Е. В., Старов А. В., Шумский В. В. Определение газодинамическим способом полноты выгорания в моделях с горением // Физика горения и взрыва. — 2004. — Т. 40, № 4. — С. 23–34.

Поступила в редакцию 8/V 2015 г.,
в окончательном варианте — 30/VI 2015 г.